

## ラム/スクラムジェット用高信頼性プラズマ点火器

著者	升谷 五郎
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10097/41354">http://hdl.handle.net/10097/41354</a>

# ラム/スクラムジェット用高信頼性プラズマ点火器

課題番号 10555331

平成 10 年度～平成 12 年度科学研究費補助金（基盤研究(B)(2)）  
研究成果報告書

平成 13 年 3 月

研究代表者 升 谷 五 郎  
(東北大学大学院工学研究科教授)

東北大学図書



00021004828

附属図書館

## は し が き

人工衛星や宇宙機の活動は、気象観測、通信、放送、資源探査、地球外天体探査、天文観測などの面で日常的に利用され、また注目されている。しかし、更に広範な宇宙利用は極めて高い宇宙空間への輸送コストにより著しく阻害されている。この状況を改善するために、再利用可能で安全性が高く、かつ整備・運用コストが低い宇宙輸送機の研究／開発が各国で進められている。なかでも、空気吸い込みエンジンを利用した水平離着陸型の再使用宇宙往還機（スペースプレーン）は、空気中の酸素を利用することによって機体に搭載する酸化剤質量を大幅に削減でき、航空機型の安全でコストの低い整備・運用を可能にするものと期待されている。

空気吸い込みエンジンの種々のエンジン形式の中でも、機械的圧縮機を持たず飛行動圧（ラム圧）によって空力的に空気流を圧縮するラムジェットとスクラムジェット（超音速燃焼ラムジェット）は、超音速から極超音速の極めて広い飛行速度範囲で作動可能であり、特に極超音速域では他のエンジン形式に比べて高い比推力性能を有する。ラムジェットとスクラムジェット（以下、ラム／スクラムジェットと呼ぶ）は、圧縮機やそれを駆動するための動力機構が不要で構造が単純であることから、他のエンジン形式と組み合わせが容易であり、多様な複合サイクル・エンジンが考案されている。ラム／スクラムジェットとロケットを組み合わせたロケットベース複合エンジンはスペースプレーン推進系の最有力候補と考えられている[1]。ラム／スクラムジェットの研究・開発は、米国、ロシア、フランス、オーストラリア、日本等で活発に進められている。

ラム／スクラムジェットを実現するために、まず解決しなければならない技術課題の1つに、高速空気流中での燃料の確実な着火がある。スペースプレーン用のラム／スクラムジェットに用いられる燃料は、質量当りの発熱量、再生冷却能力、燃焼速度等の観点から水素に限定される。飛行速度の増加に伴いエンジン内の空気温度は上昇するが、空気流中に噴射した水素が自発着火可能なのは、飛行マッハ数が約6以上の範囲である。これより低速の領域では、強制着火を行うために点火器が必要である。ラム／スクラムジェット用の点火には、モノシラン（ $\text{SiH}_4$ ）やトリエチルアルミニウム等の自発火性燃料噴射、フッ素系を含む強力な酸化物質噴射、化学トーチによるパイロット火炎、レーザや紫外線の照射、プラズマトーチによるプラズマジェット噴射等が試みられてきた。

米国でよく用いられているモノシラン等の自発火性燃料噴射は、エンジンシステムの構成や作動が比較的容易、作動に電力供給が不要等の利点があるが、万一大気中に漏出した場合には火災事故につながる恐れがある。また、シランやトリエチルアルミニウム

の燃焼生成物に含まれるシリカ ( $\text{SiO}_2$ ) やアルミナ ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) は燃焼器内壁面に付着堆積し、壁面摩擦や熱伝達特性に影響を及ぼす可能性がある。

これに対して、プラズマトーチは作動に電力を必要とするものの、出力を供給電力で容易に制御できる。作動ガスとしては酸素、窒素、空気、アルゴン、アルゴン/水素混合気等が試験されており、トーチ出口付近の電極間で放電によって加熱されるまでは、腐食性や自発火性がなく熱的にも極めて安定である。また、作動ガス種の選択によって燃焼器に噴射されるプラズマジェットに含まれるラジカル等の化学組成を、着火に有効性の高いものにできる可能性がある。

プラズマトーチを用いた超音速気流中の燃料の点火は、Kimura et al. [2]によって初めて試みられた。その後、アメリカと日本で直結燃焼器を用いた研究が続けられた。日本では航空宇宙技術研究所と石川島播磨重工業株式会社が、酸素を作動気体としガスで冷却する外径 21 mm 投入電力 1.0~1.5 kW のプラズマ点火器を開発し、アルゴン/水素混合気で作動する場合と同等の着火性能を得た。をこの研究成果に基づいて、航空宇宙技術研究所で試作された我が国初の小型スクラムジェット・エンジンに2基のプラズマ点火器が搭載された。このエンジンの最初の実験[3]で、飛行マッハ数4の条件(M4条件)ではプラズマ点火器により確実に着火が達成された。しかし飛行マッハ数6の条件(M6条件)では、プラズマ点火器が作動している状態でパイロット及び主燃料を噴射しても壁圧や壁温の上昇が見られず、点火は失敗に終わった。この不着火の原因として、圧縮が不十分で燃焼器入口のマッハ数が高く静圧が低かったこと、点火器付近への燃料供給状態が過濃あるいは希薄すぎたこと、プラズマ点火器の出力不足などの可能性が指摘された。一方、プラズマ点火器自身も損傷を受けて適正に作動できずエンジン試験を中断せざるを得なくなることも生じた。これは、作動気体として酸素を使用していることによる電極やノズルの焼損、投入電力増加時の冷却不足による過熱等が原因と推定された。

そこで本研究では、点火能力と耐久性の両面において高い信頼性を有するラム/スクラムジェット用プラズマ点火器のハードウェア開発と作動条件選定を目的として、亜音速及び超音速気流中での着火実験、プラズマトーチからラジカルを供給された場合の予混合気の着火遅れ時間及び燃焼速度の理論解析、超音速流中に垂直に燃料とプラズマジェットを噴射した場合の2次元数値シミュレーションを行った。

本研究で試験したプラズマトーチを図1に示す。このトーチは、航空宇宙技術研究所の小型スクラムジェット・エンジンに搭載されたトーチに次の2つの改造を加えたものである。

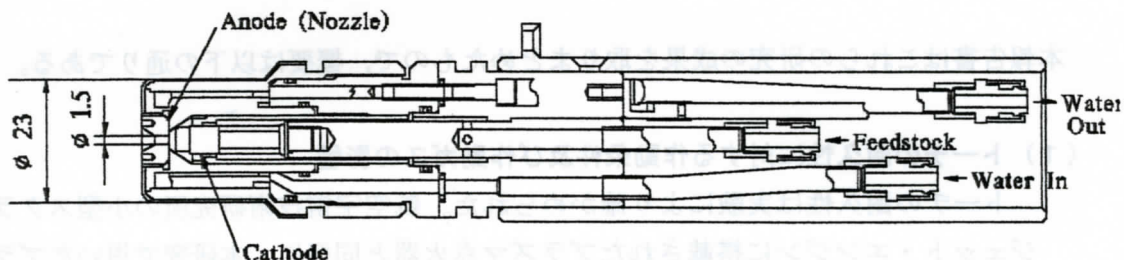


図1 プラズマトーチ

◇6 kW 程度まで投入電力を増すため、冷却方式をガス冷却から水冷に変更した  
 ◇最も損傷しやすいトーチ・ノズルのスロート部を、容易に交換できるものとした  
 また、プラズマ点火器に大電力を投入できるように電源部も増強した。一方、気流は室温および 700 K まで加熱した低速空気流（図2）と、吸込み式風洞（図3）により大気を吸込んで発生させたマッハ 1.8 及び 2.3 の超音速流である。燃料はほとんどの場合室温の水素であるが、一部は室温のメタンを使用した。測定した項目は流れ場のシュリーレン画像と直接画像、燃焼器の壁圧分布、出口面の温度分布及び水素濃度分布、OH の自発光、プラズマジェットの発光強度のスペクトル等である。

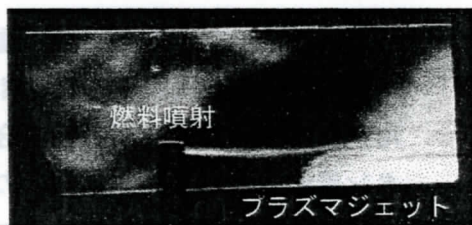
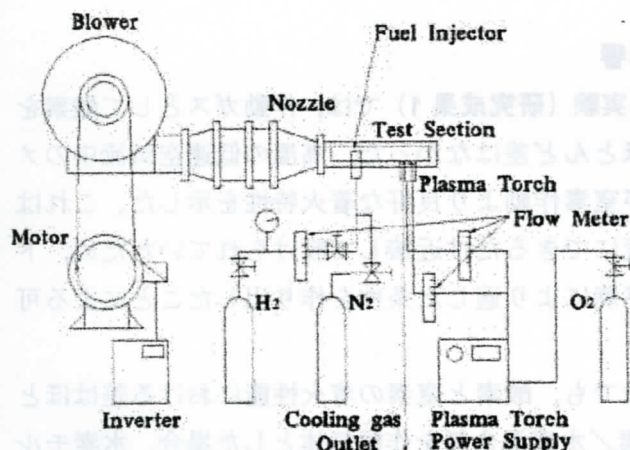


図2 室温の低速流着火実験装置とシュリーレン写真

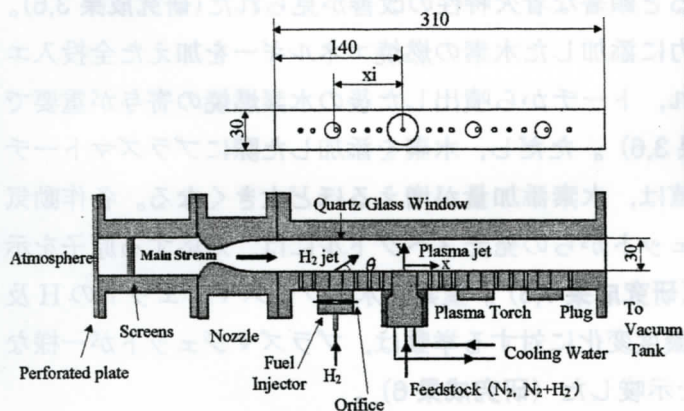


図3 超音速流着火実験装置とシュリーレン写真



本報告書はこれらの研究の成果を取りまとめたもので、概要は以下の通りである。

## (1) トーチの耐久性に対する作動条件及び作動ガスの影響

トーチの耐久性は実験により確かめられた。航空宇宙技術研究所の小型スクラムジェット・エンジンに搭載されたプラズマ点火器と同様に、本研究で用いたプラズマ点火器も陰極にハフニウム、陽極に無酸素銅を用いている。ハフニウムは高融点の酸化被膜を表面に形成するため、タングステンに比べて焼損が起りにくく酸素プラズマジェットの電極に適している。しかし、長時間作動や短い時間間隔で作動を繰り返すとまずノズル・スロート付近に焼損が発生し、スロート直径が大きくなる。次いで陰極や陽極全体に強い焼損が見られようになる。これに対して作動ガスを窒素に変えると、同程度の作動条件でもスロート直径の変化は見られず、トーチの耐久性は著しく向上する（研究成果 1,2）。また窒素／水素混合気を作動ガスとした場合には、窒素の場合と同程度の損傷に留まった（研究成果 3）。この結果作動ガスとして窒素あるいは窒素／水素混合気を用い、十分な冷却水流量を確保すれば、トーチの耐久性は多数回の試験に充分耐えられることが分かった。

## (2) 着火性能に対する作動ガス種の影響

室温の低速空気流中での水素着火実験（研究成果 1）では、作動ガスとして酸素を用いた場合と窒素を用いた場合でほとんど差はなかった。高温の低速空気流中のメタン着火実験では、酸素作動の方が窒素作動より良好な着火特性を示した。これは燃料噴射孔がプラズマ点火器の下流にできるだけ近接して設けられていたため、トーチから供給される酸素が着火・燃焼により適した条件を作り出したことによる可能性がある。

超音速空気流中の水素の着火実験でも、酸素と窒素の着火性能における差はほとんどなかった（研究成果 4,5）。窒素／水素混合気を作動気体とした場合、水素モル分率が 10% 以下では水素添加の効果はほとんど見られなかった（研究成果 5）が、水素モル分率を 30% まで高めると顕著な着火特性の改善が見られた（研究成果 3,6）。この改善の度合いは、投入電力に添加した水素の燃焼エネルギーを加えた全投入エネルギーと良好に相関付けられ、トーチから噴出した後の水素燃焼の寄与が重要であることが分かった（研究成果 3,6）。ただし、水素を添加した際にプラズマトーチが作動できる投入電力の下限値は、水素添加量が増えるほど大きくなる。各作動気体を用いた場合のプラズマジェットからの発光スペクトルには、対応する原子を示す波長のピークが観察された（研究成果 7,8）。窒素／水素プラズマジェットの H 及び N 原子のピーク強度の水素濃度変化に対する挙動は、プラズマジェットが一様な熱化学平衡状態にはないことを示唆した（研究成果 6）。

水素－空気予混合気にラジカルを添加した場合の着火遅れ時間の理論解析によっ

て、ラジカルの添加量が同じならば O と N は同程度に着火時間を短縮し、同量の H よりも優れていることが分かった。N が O と同等の着火性を有する理由は、N が空気中の酸素分子と急速に反応し O を生成するためである（研究成果 1）。また、同様に励起された水素分子を予混合気添加到した場合の着火遅れ時間を計算したが、ほとんど違いは見られなかった（研究成果 2,9）。

2次元超音速流の数値シミュレーション（研究成果 10-13）では、作動ガスとしてアルゴン、酸素及び窒素が比較された。その結果、着火性は酸素、窒素、アルゴンの順であった。酸素が窒素に対して優位であるのは、シミュレーションが2次元で行われたため高温でかつ酸化性のプラズマジェットが燃料と直接接するためと考えられる。実際の3次元的な流れ場ではトーチの周囲から空気中の酸素が水素噴流に到達できるため、酸素と窒素の差は小さくなる。アルゴン/水素混合気を作動ガスにした場合、プラズマジェットの酸素は空気中の酸素と反応する。

### （3）着火性能に対する燃料噴射の位置及び角度の影響

室温低速流中の着火実験（研究成果 1,2,14）では、燃料の水素はプラズマトーチのノズルより上流に取り付けた燃料噴射ストラットから空気流と平行に噴射された。噴射位置を主流方向、高さ方向、幅方向に変えて試験した結果、着火可能な範囲は主に高さ方向及び幅方向の位置に依存し、主流方向の変化にはあまり依存しないことが分かった。シュリーレン画像と温度及び水素濃度分布測定から、着火はプラズマジェットの高輝度の部分に触れる範囲に可燃濃度の拡散してきていることが必要であることが確認された。また、壁面付近では噴流の高さ方向への広がりが制限されることと、境界層内で速度が低いことから、着火可能な燃料噴射位置の範囲は幅方向に広がることも確認された。

高温の低速流中の着火実験では、燃料のメタンはプラズマトーチのノズルより下流の壁面から垂直に噴射された。着火可能な噴射位置の主流方向範囲はトーチ・ノズルの近傍の極狭い範囲に限られた。

超音速流中の着火実験（研究成果 4,5）では、水素をプラズマトーチ下流で噴射した場合に比べて、上流から噴射した場合の方がはるかに着火が容易であった。また、燃料を主流に対して  $30^\circ$ 、 $60^\circ$ 、及び  $90^\circ$  に変えた噴射して着火実験を行った結果、燃料噴射角度は着火には大きな影響を及ぼさないことが分かった。

2次元超音速流の数値シミュレーション（研究成果 10-13）では、プラズマトーチ上流から噴射した燃料の水素は、まず初めにプラズマジェットに衝突する離脱衝撃波背後の高温領域で着火し条件が適切であれば、プラズマジェットと燃料噴流の間にできる再循環領域に火炎が広がっていくことが分かった。

### （4）着火性能に対する気流速度及びマッハ数の影響

室温低速流中の着火実験（研究成果 1,14）では、気流速度が増すと動圧も高まりプラズマジェットの貫通高さが減少する。このため、上流から平行噴射された燃料の着火可能領域の高さも減少する。

高温空気流中の着火実験では、気流密度が低いため、気流速度が低い場合にはプラズマジェットの貫通高さが高くなりすぎる。気流速度が増加するとプラズマジェットは下流側の壁に押し付けられていくため、下流噴射の着火可能領域は下流側に拡大する。

淀み条件を一定とした気流マッハ数を 0.9, 1.8 及び 2.3 と変化させた実験（研究成果 6,15）で、プラズマトーチ下流で噴射した水素を着火させるために必要な投入電力は、気流マッハ数が増大するほど大きくなる。

#### （5）着火性能に対する気流静圧の影響

吸込み式風洞の超音速ノズル上流に多孔板あるいは金網を取り付け、流入空気の総圧を大気圧から低下させる実験（研究成果 6,15）を行った。総圧を大気圧の 75% まで低下させると着火に必要なトーチへの投入電力は増大したが、さらに大気圧の 65% まで減少させると着火に必要な投入電力は逆に減少した。レイノルズ数の低下に伴って境界層が剥離しやすくなったことも、この必要投入電力減少の原因の一つと考えられる。

着火遅れ時間の理論解析（研究成果 15）によれば、静圧を 10 kPa から増加させていくと、はじめは着火遅れ時間が減少していくが、50~300 kPa で極小値をとり、更に圧力を増加させると着火遅れ時間は急激に増加した後ほぼ一定となる。着火遅れ時間の傾向が変化する圧力は初期温度が高いほど、また添加するラジカルの濃度が高いほど高くなった。

#### （6）着火・保炎性能に対する気流静温の影響

プラズマジェットによる気流中の着火実験では、着火した火炎が吹き飛ばされずに保炎されてはじめて「着火」と判定される。そこでプラズマから供給されるラジカルを予混合気に添加した場合の燃焼速度に及ぼす影響を理論解析した（研究成果 2,9,16）。その結果、ラジカル添加による燃焼速度の増大は気流静温が高温であるほど顕著になることが分かった。また、空気中に添加されたラジカルの濃度が初期値の半分にまで減少する時間は静温と共に増加する。たとえば、初期濃度 0.001 % の O 原子が 1 気圧の空気に添加された場合の半減時間は、300 K で約 0.1 s, 750 K で約 1 s である。

高温低速流でプラズマジェットの発光領域の分布を測定した結果では、気流温度を 300 K から 700 K まで変化させても、発光領域の広がりや強度に顕著な変化はなかった。一方、着火は空気静温が高くなるほど容易になった。



これらの結果から、ラム/スクラムジェットの燃焼器内でプラズマ点火器により高い信頼性で燃料に着火する方策として以下のことが明らかとなった。プラズマ点火器の耐久性を向上させてかつ従来と同等以上の着火能力を保つためには、作動ガスを酸素から窒素に切り替えることが極めて有効である。また、供給電力に余裕があれば、窒素に 30 % vol 以上の水素を混合することによって、耐久性に影響を与えずに着火能力を更に向上させることができる。燃料の供給はプラズマ点火器の上流から行うことが望ましい。気流マッハ数が高い場合には、着火がしにくくなるので、空気取入れ口で適切な圧縮を確保する必要がある。

本研究を行うに当たって、種々のご協力を頂いた皆様に謝意を表します。

#### 【参考文献】

- 1) 宇宙開発委員会, 「我が国の宇宙開発の中長期戦略」, 2000.12.
- 2) Kimura, I., Aoki, H. and Kato, M., "The Use of Plasma Jet for Flame Stabilization and Promotion of Combustion in Supersonic Air Flows," *Combustion and Flame*, **42** (1981), pp. 297-305.
- 3) Masuya, G., Chinzei, N., and Miki, Y., "Scramjet Engine Tests at Mach 4 and 6," *IUTAM Symposium on Combustion in Supersonic Flows*, Champion, M and Deshaies, B. eds., Kluwer, 1997, pp. 147-162.

研究組織

研究代表者： 升 谷 五 郎 （東北大学大学院工学研究科教授）

研究分担者： 滝 田 謙 一 （東北大学大学院工学研究科講師）

松 本 尚 之 （石川島播磨重工業株式会社  
技術本部技術研究所流体・燃焼研究部  
研究員）

瑛 詒 光 （東北大学大学院工学研究科助教授(当時)  
平成10年度のみ分担，平成11年度に  
中国清華大学教授として転出)

研究経費

平成10年度	5,900千円
平成11年度	4,000千円
平成12年度	3,400千円
計	13,300千円

## 研究発表

### (1) 学会誌等

- 1-1 K. Takita, T. Uemoto, T. Sato, Y. Ju, G. Masuya, and K. Ohwaki "Ignition Characteristics of Plasma Torch for Hydrogen Jet in Airstream," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.16, No.2 (2000), pp.227-233.
- 1-2 K. Takita, G. Masuya, T. Sato, and Y. Ju, "Effect of Addition of Radicals on Burning Velocity," *AIAA Journal*, in press.
- 1-3 K. Takita, "Ignition and Flame-holding by Oxygen, Nitrogen and Argon Plasma Jets in Supersonic Airflow," *Combustion and Flame*, submitted.

### (2) 口頭発表

- 2-1 佐藤高弘, 滝田謙一, Ju Yiguang, 升谷五郎, プラズマトーチにより生成されたラジカルの燃焼速度に及ぼす影響, 第36回燃焼シンポジウム(1998), pp. 665-667.
- 2-2 上本智一, 佐藤高弘, 高橋克昌, 滝田謙一, Ju Yiguang, 升谷五郎, 大脇桂, プラズマトーチによる水素噴流の着火条件, 第36回燃焼シンポジウム(1998), pp. 668-670.
- 2-3 K. Takita, T. Sato, Y. Ju, and G. Masuya, "Effects of Addition of Radicals Supplied by Plasma Torch on Burning Velocity," *35th ALAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Los Angeles, CA, July 1999, AIAA Paper 99-2247 (1999).
- 2-4 G. Masuya, K. Takita, T. Sato, and K. Ohwaki, "Ignition of Parallel and Low-Angle Hydrogen Jet by Plasma Torch," *Proceedings of 14th International Symposium on Air Breathing Engines*, Florence, Italy, Sep. 1999, Paper No. ISABE 99-7051 (in CD-ROM).
- 2-5 佐藤高弘, 高橋克昌, 鷹取史生, 滝田謙一, 升谷五郎, 大脇桂, 超音速に斜め噴射した水素のプラズマトーチによる着火, 第37回燃焼シンポジウム(1999), pp. 281-282.
- 2-6 滝田謙一, 升谷五郎, 松本尚之, 超音速流における着火特性に対するプラズマトーチ作動気体の影響, 第37回燃焼シンポジウム(1999), pp. 269-270.
- 2-7 高橋克昌, 鷹取史生, 大関博幸, 滝田謙一, 升谷五郎, プラズマトーチによる水素着火に対する気流マッハ数の影響, 第40回航空原動機・宇宙推進講演会講演集(2000), pp. 95-100.
- 2-8 滝田謙一, 鷹取史生, 升谷五郎, プラズマトーチで発生したラジカルの超音速

流中での挙動, 日本航空宇宙学会北部支部 2000 年講演会および第 1 回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集 (2000), pp. 291-296.

2-9 K. Takita, F. Takatori, and G. Masuya, "Effect of Plasma Torch Feedstock on Ignition Characteristics in Supersonic Flow", *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Huntsville, AL, July 2000, AIAA Paper 2000-3586.

2-10 大関博幸, 鷹取史生, 滝田謙一, 升谷五郎, 窒素/水素混合気で作動するプラズマトーチの作動特性, 日本機械学会第 78 期流体工学部門講演会 CD-ROM 講演論文集 (2000), 講演番号 207.

2-11 鷹取史生, 森脇敦, 滝田謙一, 升谷五郎, 超音速流中に噴射されたプラズマジェットの分光計測, 第 38 回燃焼シンポジウム (2000), pp. 167-168

2-12 G. Masuya, K. Takita, K. Takahashi, F. Takatori, and H. Ohzeki, "Effect of Airstream Mach Number on  $H_2/N_2$  Plasma Igniter", *39th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, Jan. 2001, AIAA Paper 2001-0520.

2-13 滝田謙一, 升谷五郎, 酸素, 窒素, アルゴンプラズマトーチの超音速流中における着火・保炎性能の比較, 日本航空宇宙学会北部支部 2001 年講演会・第 2 回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集 (2001), 印刷中.

### (3) 出版物

な し

## 研 究 成 果 目 次

1	Ignition Characteristics of Plasma Torch for Hydrogen Jet in Airstream	1
2	Effects of Addition of Radicals Supplied by Plasma Torch on Burning Velocity	9
3	窒素／水素混合気で作動するプラズマトーチの作動特性	17
4	超音速に斜め噴射した水素のプラズマトーチによる着火	21
5	Ignition of Parallel and Low-Angle Hydrogen Jet by Plasma Torch	23
6	Effect of Airstream Mach Number on $H_2/N_2$ Plasma Igniter	31
7	超音速流中に噴射されたプラズマジェットの分光計測	39
8	Effect of Plasma Torch Feedstock on Ignition Characteristics in Supersonic Flow	41
9	プラズマトーチにより生成されたラジカルの燃焼速度に及ぼす影響	49
10	超音速流における着火特性に対するプラズマトーチ作動気体の影響	53
11	プラズマトーチで発生したラジカルの超音速流中での挙動	55
12	酸素,窒素,アルゴンプラズマトーチの超音速流中における着火・保炎性能の比較	61
13	Ignition and Flame-holding by Oxygen, Nitrogen and Argon Plasma Jets in Supersonic Airflow	67
14	プラズマトーチによる水素噴流の着火条件	101
15	プラズマトーチによる水素着火に対する気流マッハ数の影響	105
16	Effect of Addition of Radicals on Burning Velocity	111



本報告書収録の学術雑誌等発表論文は本ファイルに登録しておりません。なお、このうち東北大学在籍の研究者の論文で、かつ、出版社等から著作権の許諾が得られた論文は、個別に **TOUR** に登録しております。